

行政院國家科學委員會委託
專題研究計畫成果報告

降低飛行積冰對航空器之危害研究

計畫類別：個別型計畫

執行期間：95 年 11 月 1 日至 96 年 10 月 31 日

計畫主持人：宛 同

計畫參與人員：朱家輝、黃建魁、潘思澎

執行單位：淡江大學航空太空工程學系

中華民國 96 年 12 月 24 日

降低飛行積冰對航空器之危害研究期末報告

一、前言

從 1903 年萊特兄弟發明飛機以來，隨著航空器不斷演進，航空器的發展也越來越廣泛，而對航空器的要求除了越飛越高，越飛越快外，更重要的就是飛行安全。在所有造成航空事故的因子中，除了人為疏失外，氣象影響占了所有事故的 10%~15% 左右，而氣象的影響包括低空風切、晴空亂流、濃霧、大雨、閃電、冰雹、積冰等現象。當飛機遭遇積冰現象時，將是危害飛行安全的最大威脅；根據風洞試驗結果[1]得知如果機翼結冰 1.2 厘米，飛機的升力將降低 50%，飛機阻力將增加 60%。雖台灣身處亞熱帶區域，四季受到暖濕氣流和洋流之影響，屬於海洋性氣候，冬季降雪無法在台灣本島出現。但有鑒於民國九十一年十二月二十一日凌晨，復興航空 ATR-72 客機改裝的貨機 GE791，執行台北至澳門定期載貨任務途中，飛機到達巡航高度 18,000 呎後，在澎湖外海馬公西南方約 17 公里處墜海失事。研判該機在失事前遭遇嚴重結冰，超過適航範圍，飛安會調查發現：飛機在起飛後 20 分鐘，就已經遭遇結冰問題，並導致空速下降，但飛航組員並沒有即時發現，仍使用自動駕駛，導致嚴重結冰，發現後雖然先後兩度啟動除冰設備，不過未依照規定相關處理程序處理結冰問題，降低飛行高度，最後飛機失速，出現不正常的滾轉墜海失事。本研究的目的為藉由數值模擬方法，求出積冰狀態下之飛機性能，並以復興航空 ATR-72 GE791 號班機為例，模擬當遭遇積冰狀態下二維升阻力係數，以及力矩之相關變化，並考量當時狀況下啟動除冰系統後飛機整體性能。

二、積冰現象模擬

對飛行安全構成危害的天氣現象不外乎有下列幾種：低空風切、

亂流、大雨、積冰、大霧、閃電、龍捲風和颱風等等；本研究不將大霧、閃電、颱風和龍捲風等四種現象列入研究範圍之內；其原因為本研究探討角度是由飛機性能的衰減量著手，因此大霧雖然會造成能見度不佳而妨害起降，嚴重時甚至可使得機場關閉，但和飛機性能的衰減並沒有直接關係。閃電雷擊若直接打中飛機機體則可能使得飛機航電系統暫時失靈或受到永久損害，但目前為止尚無出現因雷擊造成失事事故之案例。至於颱風和龍捲風雖然其兩者的成因及現象、尺度完全不同，但其強烈風速對飛行的危害是顯而易見的；颱風發生時間長且易於偵測，龍捲風則是發生時間較短且不易預警，但對起降時飛機的危害是可藉由關閉機場並停止起降作業即可避免，況且此二者對巡航飛行中的飛機危害不大且較易避開，故本文不對上述四種天氣現象進行研究。

積冰對飛行安全構成危害的氣象狀況簡述如下：

在冰雪天地中的地面及在高空中巡航的飛機，或多或少都會遭遇積冰現象，此現象又可分為結構積冰(Structural Icing)及進氣道積冰(Induction Icing)兩種；對於在空中飛行的飛機而言，若發生結構積冰必須存在以下兩個條件，第一是飛機在雲層中飛行，因為雲層為小水滴的集合，其中飽含濕氣，且往往這些小水滴都是以過冷水滴(Super-cooled Water Droplet)的不穩定形式存在，故只要一碰撞到機體表面就很容易結冰；第二個條件則是飛機所飛行的周遭大氣溫度和飛機表面的溫度均在攝氏零度以下，若以上兩個條件均存在，則飛機的結冰就會發生。一般來說結構積冰分佈在飛機結構件如機翼上，又可分為透明冰(Clear Ice)、霜狀冰(Rime Ice, Glaze Ice)及混合冰(Mixed Ice)三種；混合冰則是前二者之混合狀況，較為特殊的是在上述機翼前緣的上下翼面均有積冰情況時，會有類似洋菇狀的冰體產生。進氣道積冰則大多指發動機進氣結構件的積冰現象，一般多發生在進氣道和進氣導片上，所造成的影響為發動機進氣口徑減小，進而讓發動機進氣受阻或不足，使得發動機失效；更嚴重的後果還有發動機可能會吸入該處積冰，使發動機遭受到嚴重損害。無論積冰的成

因或部位為何，它都可能使得飛機的空氣動力係數改變，讓重量增加導致重心改變，產生俯仰力矩，使飛機的穩定性變差，更可能造成推力變小，造成失事事件。

以下將對積冰作更詳細的介紹，在某些大氣狀況下，暖空氣在冷空氣之上，所以空氣中的水滴會從暖空氣層落至冷空氣中，假設飛機在這個時候穿越冷空氣層，水滴將滴落至飛機上，而當水滴撞擊到機翼的同時，一旦冷空氣層流場溫度低於水的凝結點(Freezing Point)，將會在飛機上產生凝結，也就是積冰現象。而發生於機翼前緣(Leading Edge)的積冰現象，由於造成機翼翼形的改變，所以會對原有的飛機空氣動力特性產生影響；而事實上，當飛機產生積冰時，飛行員可能還不知道，仍然採取一般的飛行狀況來操作飛機，但原有的飛機空氣動力特性已經改變，所以極有可能危害到飛行安全，吾人將對機翼之積冰現象做更深入之研究與探討。

積冰所造成的阻力主要來自於兩方面，一是因為機翼翼形改變而造成之流場分離而生的阻力，另一個則是積冰表面的粗糙度(摩擦力)；一旦機翼外形改變之後，將會使分離點(Separation Point)提早發生，增加機翼後方的紊流區域，使得機翼阻力增加，另外由於積冰不似機翼上之蒙皮，它的粗糙度比蒙皮大的多，加上積冰形狀的不規則，因此會產生相當大的摩擦力，造成機翼會有相當大的阻力。

除混合冰外，一般的積冰現象，基本上是由三種形式混合所形成：
A)Clear Ice：

透明冰是由較大的過冷水滴和飛機接觸之後，沿著飛機的外型而逐漸凍結成一層平滑而堅硬的冰體，並且會緊密的附著在飛機的結構件上；當飛機飛行於上升氣流當中，因為空氣中會有較多的水氣產生，所以會有大量的水滴飛濺到機翼上，而在水滴包圍飛機表面後，開始在機翼上產生積冰。由於 Clear Ice 這種積冰是在結冰前就擴散了整個機翼，因此並不會對機翼的外型產生太大的改變，阻力不會有

太多的變化(增加)。

B) Rime Ice :

霜狀冰是由較小的過冷水滴撞擊結構表面而形成，其特性是幾乎在接觸機體的瞬間，過冷水滴就凝結成冰，故其凝結的外型也往往保持原本的淚滴型，故會在粒子和粒子之間存在著大量的空隙，這使得霜狀冰相當容易因外力的作用下而破碎，若在機翼前緣的上下翼面均有積冰，則在氣流的作用下會使得該部分的積冰形成有如牛角般的形狀；當飛越於穩定流當中，由於空氣中的水量較少，所以小量的水滴飛濺於機翼上面，因此水滴並不會溢散開來，不像 Clear Ice 會佈滿整個機翼，而是會形成不規則的形狀(圖 1)，所以機翼的外形產生了很大的改變，同時也造成了相當大的阻力，也是這三種積冰類型中最大的。

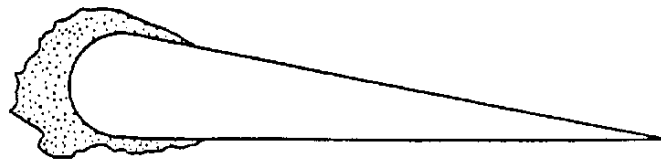


圖 1 Rime Ice

C) Glaze Ice :

在相對於凝結點的溫度下，會有許多大量的水滴撞擊在機翼上，一旦水滴累積所造成的阻力超過了機翼的表面張力，水滴會向無累積水滴的地方移動，而在凝結之後會產生兩個角(圖 2)。

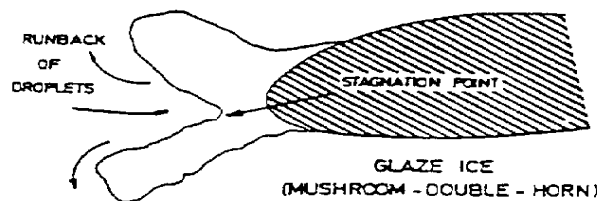


圖 2 Glaze Ice

吾人可考慮因積冰而影響飛行安全的實例。1993 年 4 月 29 日，大陸快捷航空公司一架客機在飛行途中突然失控，導致一位空服員及

十二位乘客遭受輕傷。根據美國運輸安全委員會(NTSB)之調查，在檢視當時的氣象資料之後，發現意外發生時有結冰的狀況發生，此外 NTSB 調查員曾詢某位乘客，他宣稱曾在窗戶上看到白色物體，因此 NTSB 研判的確有積冰的情形產生，使得飛行員在意外當時之操縱桿(Stick)產生非預期之晃動，也就是說飛機的空氣動力特性已經受到其他因素(積冰)之影響，因此 NTSB 認為機翼結冰是導致在高速飛行下，操縱桿晃動及失去平衡控制的唯一合理解釋。另一個案例是在 1982 年 1 月 13 日，一架 Air Florida 737 客機從 Washington D.C. 起飛之後，隨即在機場附近墜毀失事，當天是一個風雪的天氣，根據 NTSB 的研究調查，造成失事的原因主要有三個，而其中的一個原因來自於壓力讀數計被積冰阻塞，導致壓力計無法顯現正確之壓力讀數，使得飛行員誤以為飛機已經有足夠之推力可以起飛，而事實上並非如此。

藉由 Tran 等人[1]之風洞測試，我們發現一旦飛機產生積冰現象，而飛機本身又不具有任何除冰裝置時，將降低飛機本身之空氣動力性能，對飛機之飛行安全與飛行品質構成影響，對飛機影響較鉅的是升力降低，阻力增加，失速攻角降低，壓力分佈改變，邊界層 Transition 的提早發生，失速速度增加，控制性減低。Tran 等人[1]最主要的目的，在於希望能夠預測積冰之變化來作為除冰裝置之設計。而藉由積冰模擬，可以針對衝擊到機翼上面之水分子做計算，並決定在翼面上之積冰區域大小，除此而外也希望能夠預測空氣動力特性之改變，以作為設計除冰裝置之依據。而積冰模擬主要由水滴運動方程式來做計算，而計算的程序其實就是一連串疊代的過程，因為流場的變化會改變積冰外形；而同樣的，積冰外形也會影響到流場。

而 Giuseppe 等人[3]發展了一套預測積冰外形的數值方法(I^2CE)，而此數值法可以計算出單一機翼(Single Airfoil)與多重機翼(Multi-element Airfoil)之積冰情形。Jaiwon 等人[4]主要是藉由數值方法(LEWICE)來計算出積冰外形之改變，並且跟實驗結果

[5][6]作比較。結果他們發現在 Rime Ice 方面與實驗結果相差不大，但是在 Glaze Ice 方面卻有部分的出入。而在 Cd(阻力係數)方面，Jaiwon 發現隨著攻角的增加，Cd 也跟著變大，其數值解與實驗解在趨勢上是一樣的，因此實驗部分的積冰外形，可以當作吾人研究之參考比較。

以計算流體力學來解決飛機積冰的問題，可以分成兩個步驟，第一步是網格點之生成，之後是流場解。在網格點生成部分，由於飛機的積冰外形是不具規則性的，無法以結構性格點來求解分析，所以我們採用的是非結構性格點生成法；而非結構性網格的優點在於相鄰格點的編號，不似結構性網格點有漸增或者漸減的關聯性，且加點與消點較為方便，格點相對應的位置會隨著邊界的移動而改變，因此較容易處理複雜外型邊界。吾人希望藉由 Bowyer's 網格點生成法與流場解，來求解機翼上的各種狀況，並預測翼面上之積冰現象。Bowyer's Scheme 是一種非結構網格生成法。吾人以往已將其改良，在建立初始網格後，將新的格點加在不合條件之三角形的外接圓圓心上，再把不符合 Circle Criterion 之三角形去除，並向外尋找可作用邊，同時消去不符合條件之邊與三角形，最後於局部重新生成新的三角形。

以 Circle Test 生成的新三角形，必須皆滿足下列兩個限制條件：

1. 所有三角形的展弦比(Aspect Ratio)皆小於 1.5。
2. 所有三角形的面積皆大於定義之最小面積

其中

$$\text{Aspect Ratio} = \frac{R}{2r}$$

R：外接圓之半徑

r：內切圓之半徑

最小面積之定義為所給定之邊界中，最小邊所構成之正三角形面積

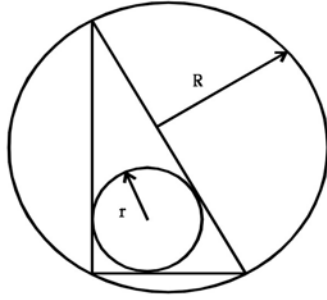


圖 3 Aspect Ratio 定義圖

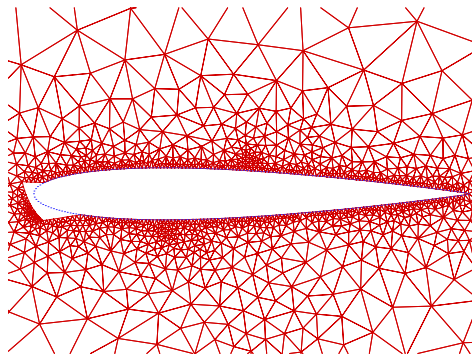


圖 4 NACA0012 飛機遭遇積冰時的網格點生成

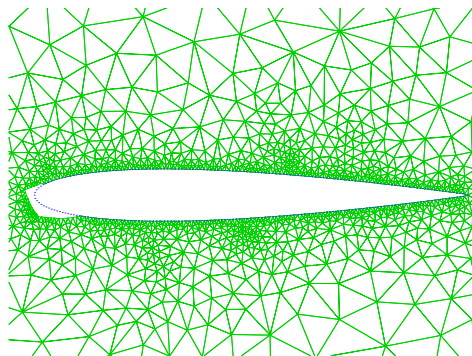


圖 5 NACA0012 飛機遭遇積冰時的網格點生成

在真實世界中，物體外形並非都只由一些簡單的外形如圓、三角形、矩形等構成，還包含一些複雜、不具規則的外形，例如積冰；因此非凸邊界的存在，是無法避免的。當我們以 Bowyer's Scheme 來生成網格點時，遇到這些非凸邊界外形，在起始網格點生成的時候就可能會出現一些錯誤，導致邊界被破壞而無法生成最後之格點，這時就

必須另外做處理，以保持網格點的正确性。而在流場解部分，本研究以有限體積法(Finite Volume Method)來離散 Navier-Stokes 方程式，並用 Roe's 方法來求解邊上的物理量；為加速收斂，再加上四階 Runge-Kutta 法以提高一個時間間隔的準確性。

對於水滴於機翼上的運動狀態，我們可以用水滴的基本運動方程式(The basic equation of motion for droplet)來表示[2]，這其中包含了浮力(K_G)、阻力(K_A)與重力：

$$\frac{d^2 r_d}{dt^2} + \frac{C_D R_e}{24} \frac{1}{K_A} \frac{dr_d}{dt} = K_G + \frac{C_D R_e}{24} \frac{1}{K_A} V_a$$

$$K_G = [(\rho_d - \rho_a) / \rho_d] g$$

$$K_A = \rho_a D_d^2 / 18 \mu_a$$

其中 ρ_a ：空氣密度

μ_a ：空氣黏滯係數

V_a ：空氣速度

r_d ：水滴位置

ρ_d ：水滴密度

R_e ：雷諾數

C_D ：阻力係數

由上式可知 r_d 是唯一變數，因此當求解此水滴運動方程式時，必須先假設一固定溫度 T ，並藉由此溫度 T ，進而求出 R_e 、 μ_a 、 ρ_a 、 ρ_d 。 D_d 為水滴分子之直徑，吾人也可以將之定義為一常數，而 C_D 可以從流場解之 C_p 求得，因此最後只剩下 r_d 為唯一變數，而可以藉由解析的方法或是用一般的差分法(Difference Method)來離散此二階微分方程式，再進一步去求解，最後可以得到機翼附近之受力分佈與受力矩之情形。

從流場解之結果當中，我們可以得到 C_p 壓力分佈，並算出機翼附近之受力狀況及所受力矩，而從受力與力矩之分佈狀況，更可以知

道在積冰上那些點比較會發生崩裂情形，並進一步預測積冰外型之改變；接下來導入水滴運動方程式及熱力學分析，藉此可知在特定的流場狀況或大氣狀況下，是否會發生相變，而使得積冰融化，減低積冰厚度；或是積冰凝結再度加厚，讓積冰狀況惡化。

吾人利用現有已發展之數值模擬程式，利用 FLUENT 及 DATCOM 軟體做客觀的驗證，確認我們程式的準確性，選擇利用商業軟體進行結果的驗證乃是為了客觀地佐證我們程式所得數據的可信度。Fluent 的軟體設計基於 CFD 軟體群的思想，針對各種複雜流動的物理現象，採用不同的離散格式和數值方法，以期在特定的領域內使計算速度、穩定性和精度等方面達到最佳組合，從而高效率地解決各個領域的複雜流動計算問題。基於上述想法，Fluent 開發了適用於各個領域的流動類比軟體，這些軟體能夠類比流體流動、傳熱傳質、化學反應和其他複雜的物理現象，軟體之間採用了統一的網格生成技術及共同的圖形介面。其所包括的軟體模組：

GAMBIT——專用的 CFD 前置處理器，FLUENT 系列產品皆採用 FLUENT 公司自行研發的 Gambit 前處理軟體來建立幾何形狀及生成網格，是一具有超強組合建構模型能力之前處理器，然後由 Fluent 進行求解。也可以用 ICEM CFD 進行前處理，由 TecPlot 繪圖軟體進行後處理。

CFD 模擬計算之相關假設條件說明如下：

1. 機翼上的積冰不會受到任何外力的影響而發生外型的改變，包括除/防冰裝置的作用，或是受風力作用而有潰散的現象。
2. 在進行該機的積冰外型模擬時，其外在大氣條件均為相同，外在大氣條件泛指：機外溫度，液態水含量 LWC，水滴大小等。
3. 本程式只模擬 2-D 情況，考量飛機機翼及水平尾翼之全機外型。

另外本程式在進行計算模擬之時，忽略如渦漿效應，熱交換效應，機身其他部分對升阻力影響的效應等，故計算結果是會與真實情況下略為有所出入的。

以下為本程式所用之初始條件：

1. 溫度：攝氏 -12°C 。
2. LWC： $0.5\text{ g}/\text{m}^3$ 。
3. Collection Efficiency $\beta=1$ 。
4. 計算時間：由 FDR 時間 1740:11 到 1752:11，即為飛機解除自動駕駛前 12 分鐘至解除自動駕駛期間。
5. 飛機空速：依 FDR 上所記載之馬赫數。
6. 飛機攻角：依 FDR 上所記載之真實攻角。

以上六項為本程式所需輸入的初始條件；而在運算時，我們以 30 秒作為一次運算間隔，在每次運算結束後，即將上述初始條件的第五和第六項以 FDR 解讀資料更新。

三、整體飛機性能模擬

Data Compendium 軟體簡稱 DATCOM，是美國空軍(U. S. Air Force; 以下簡稱 USAF)所發展之開放軟體，用於分析飛機空氣動力特性，DATCOM 亦是一個非常大量的資料庫，其主要的程式結構是用 Fortran 建立的，雖然美國空軍開放一般大眾使用，但仍然是還有保密的部份沒被釋放出來 [29]。DATCOM 的重點在於飛機或是飛彈性能分析，並已實際應用於各種飛行器，如美國飛機飛彈研究中心便利用 DATCOM 來設計或分析新型的飛彈[31]。

DATCOM 軟體基本輸入資訊，分下列四個方面：1) 環境參數設定；2) 飛機組件參數設定；3) 機身參數設定；4) 機翼外型的設定。其後三項是配合飛機外型，基本上一旦設定後，大致上是不會改變的，但設定上務必正確。而第一項攸關飛行狀態，可以設定為事故案例的飛行狀態，或設定為幾個不同的基本飛行狀態，以便比較穩定資訊的變化。

四、結果與討論

目前針對 ATR-72 飛機機翼積冰現象，已完成四分鐘及十二分鐘之機翼(Main Wing)之積冰模擬，及水平尾翼在十二分鐘狀況下之積

冰模擬，由於 ATR-72 飛機乃 T-Tail 形狀，故可假設機翼及水平尾翼氣流及積冰現象相互獨立互不干擾，此假設有相當真實性且可簡化分析，並分別算出二維之空氣動力係數，如升力、阻力、俯仰力矩等，發現積冰時除阻力係數增加外，並的確有俯仰力矩更趨於不穩定之現象，與黑盒子解讀資料相符。

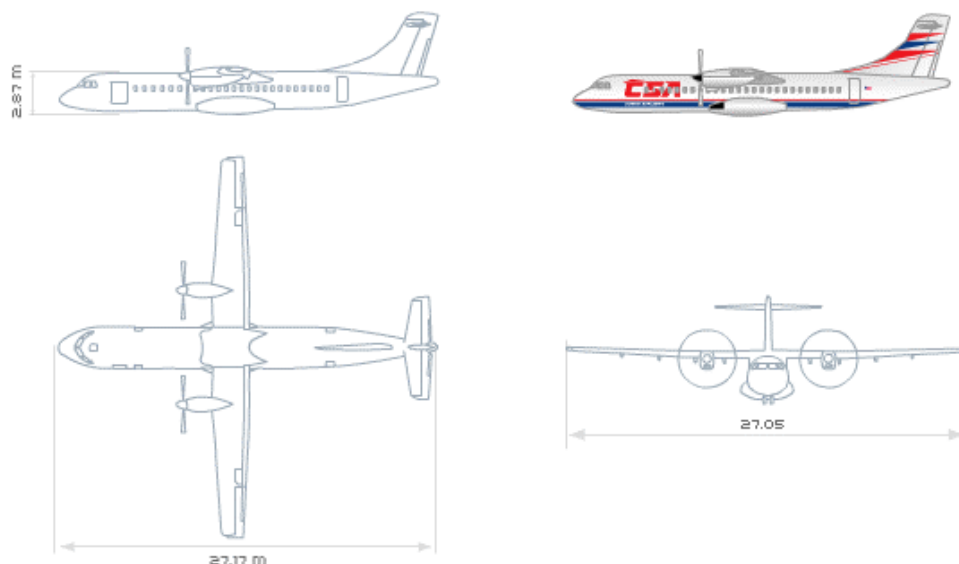


圖 6 ATR-72 飛機三視圖

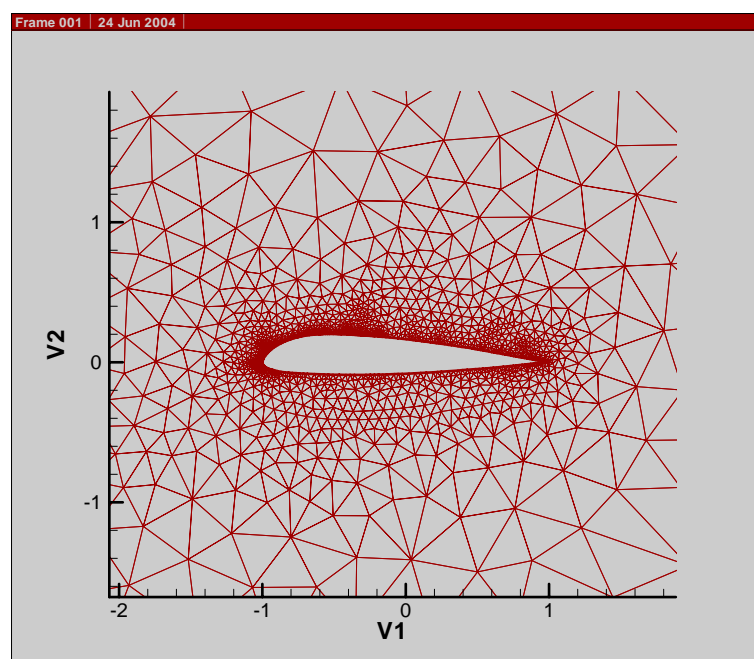


圖 7 ATR-72 機翼主翼網格圖

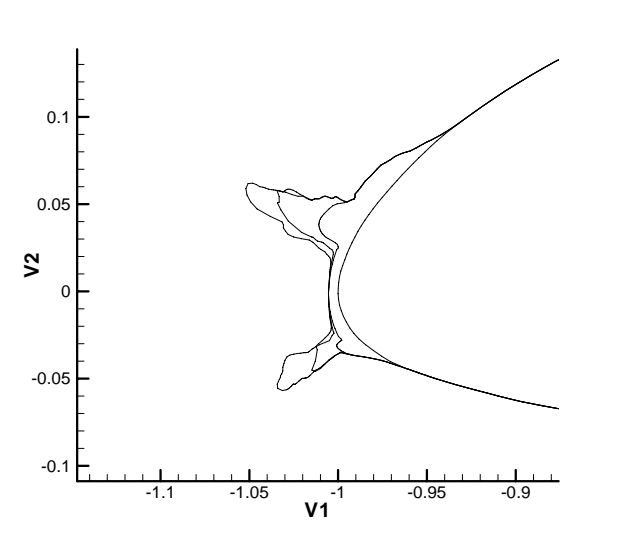


圖 8 ATR-72 機翼主翼積冰圖

吾人首先獲得 ATR-72 飛機三視圖，並利用已有之程式建立機翼主翼之網格點外型，如圖 6-7，模擬出 GE-791 機翼上所形成之積冰外型(如圖 8)之後，接下來計算當時機翼周圍的流場狀態，此時流場馬赫數約為 0.335M，該機空速條件為自動駕駛解除時之飛機性能參數，以該空速進行不同攻角下的飛機升阻力係數計算，當其機翼外型為 12 分鐘時之積冰外型時，其升阻力係數計算結果如表一所示；積冰僅有 4 分鐘的機翼外型時，其升阻力係數計算結果如表二：

表 1 乾淨機翼和 12 分鐘積冰機翼升阻力係數及升阻比

	Clean	12min	Clean	12min	Clean	12min
AOA	C_l	C_l	C_d	C_d	C_l/C_d	C_l/C_d
0	N/A	0.228	N/A	0.061	N/A	3.748
1	0.353	N/A	0.044	N/A	8.096	N/A
2	0.453	0.404	0.047	0.062	9.710	6.539
3	0.551	0.490	0.050	0.065	10.82	7.446
4.5	0.694	0.615	0.06	0.076	11.56	8.070
5.5	0.785	0.691	0.067	0.085	11.57	8.078
6.5	N/A	0.760	N/A	0.097	N/A	7.832
7.5	N/A	0.825	N/A	0.111	N/A	7.459
8	0.993	N/A	0.094	N/A	10.58	N/A

表 2 乾淨機翼和 4 分鐘積冰機翼升阻力係數及升阻比之比較

	Clean	4min	Clean	4min	Clean	4min
AOA	C_l	C_l	C_d	C_d	C_l/C_d	C_l/C_d
0	N/A	0.2225	N/A	0.0388	N/A	5.734536
1	0.353	0.324	0.0436	0.0393	8.09633	8.244275
2	0.4525	0.425	0.0466	0.0417	9.7103	10.19185
3	0.551	0.524	0.0509	0.0458	10.82515	11.44105
4.5	0.6938	0.668	0.06	0.0552	11.56333	12.10145
5.5	0.785	0.759	0.0678	0.0636	11.57817	11.93396
8	0.993	0.964	0.0938	0.0917	10.58635	10.51254

值得注意的是，12 分鐘的積冰外型在進行 CFD 計算時，會有發生其流場解無法收斂的情形，這種情形大多發生在較高攻角時所發生，如 8° 攻角之時。綜上所述，吾人發現當 ATR-72 翼型遭遇相同積冰條件時，的確會發生阻力係數增加、升力係數減少之現象，如圖 9-10 所示，而根據空氣動力理論判知：當升力、阻力係數均改變時，機翼之俯仰力矩極可能亦隨之改變，導致飛機失控。

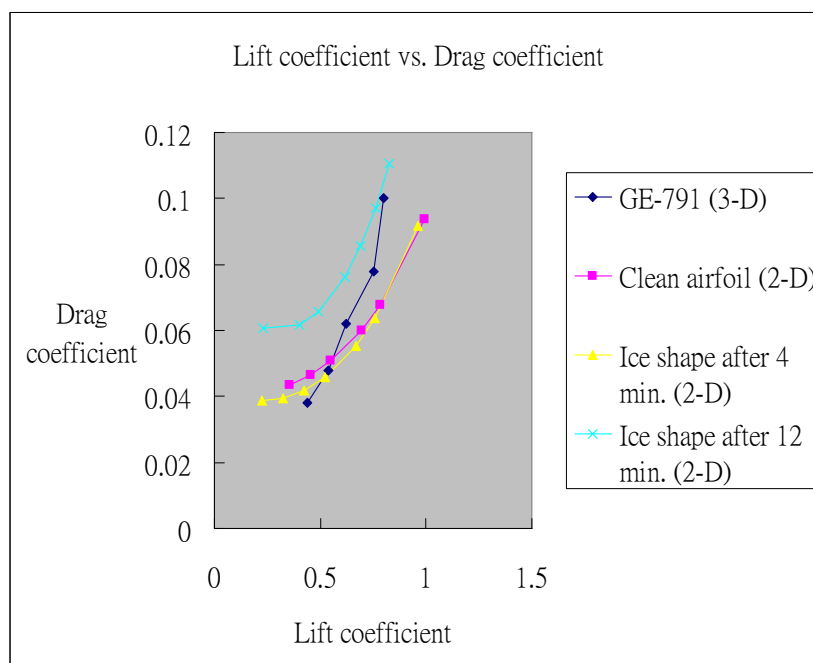


圖 9 升力係數與阻力係數關係圖

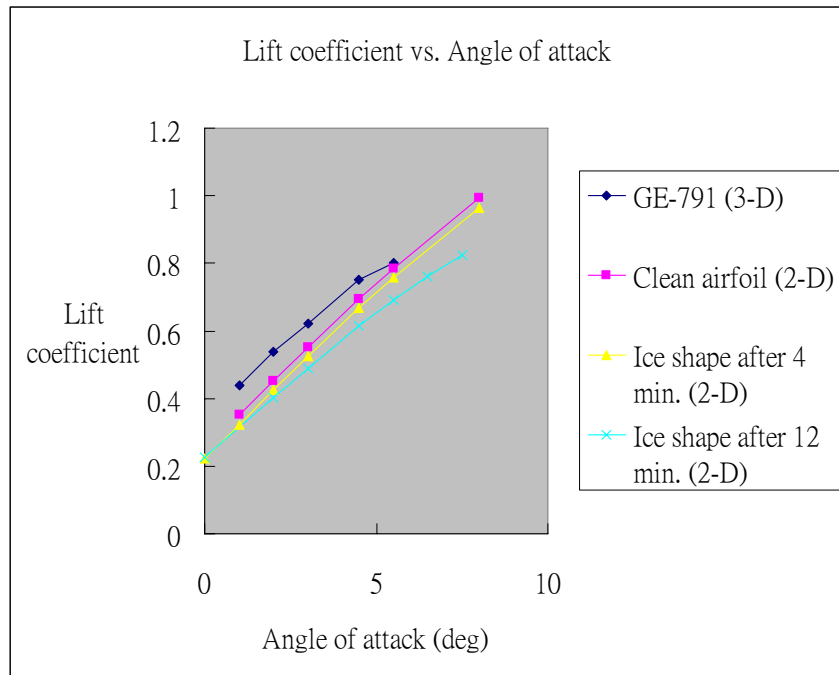


圖 10 升力係數與攻角關係圖



圖 11 ATR-72 飛機水平尾翼

本研究延續機翼主翼之經驗，繼續針對 ATR-72 水平尾翼做相同之探討，首先以拍照的方式取得水平尾翼外型圖，判斷其為

NACA63012a 翼剖面，利用 FLUENT 軟體中 Gambit 建立網格點外型，如圖 11-13 所示。接下來考慮在相同積冰條件下，計算出 12 分鐘後水平尾翼翼端前緣積冰外型(Ice1)，並使其積冰上下顛倒而成為一新外型(Ice2)，如圖 14-15 所示，到目前為止吾人均假設 Collection Efficiency 為 1，但根據 FLUENT 網頁資料，翼端前緣 Collection Efficiency 呈現 0 至 0.6 之分佈狀況(如圖 16)，再針對上下顛倒積冰外型作真實收集係數考量而成為另外一種積冰外型(Ice3)，如圖 17 所示。

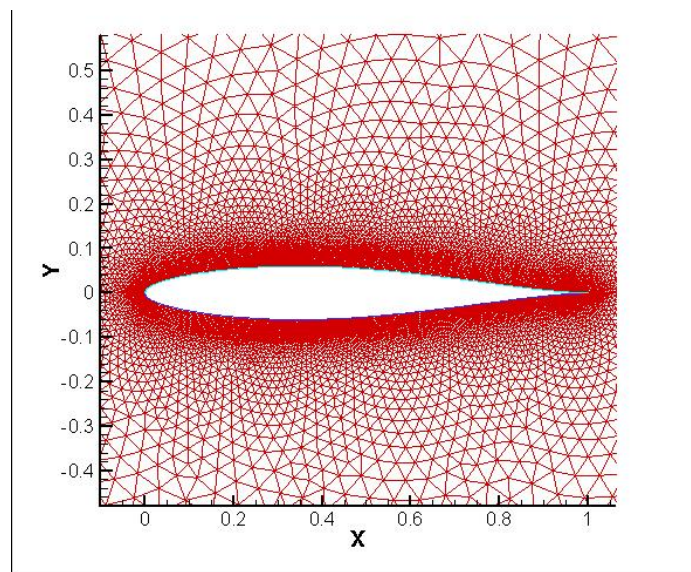


圖 12 乾淨外型水平尾翼翼剖面全圖

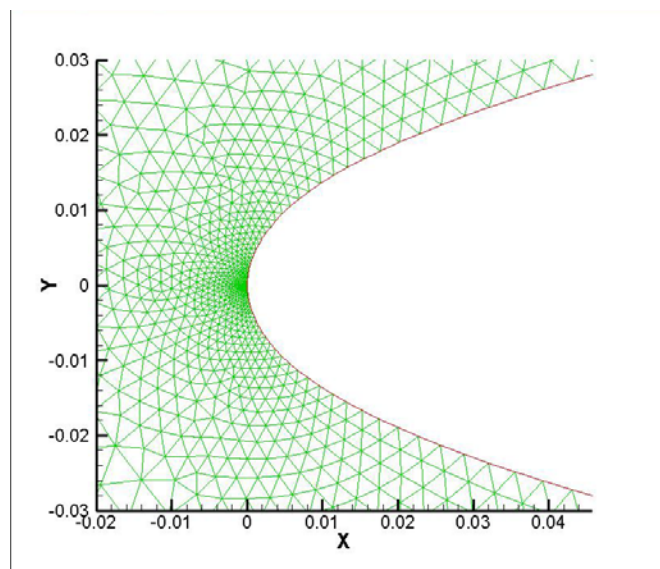


圖 13 乾淨外型水平尾翼翼端前緣局部放大圖

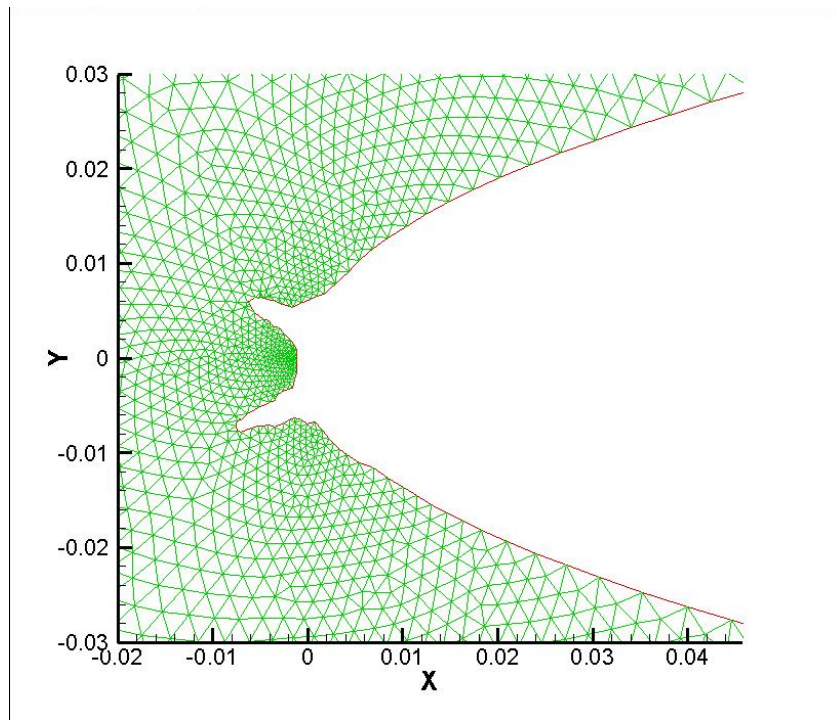


圖 14 Ice1 水平尾翼翼端前緣局部放大圖

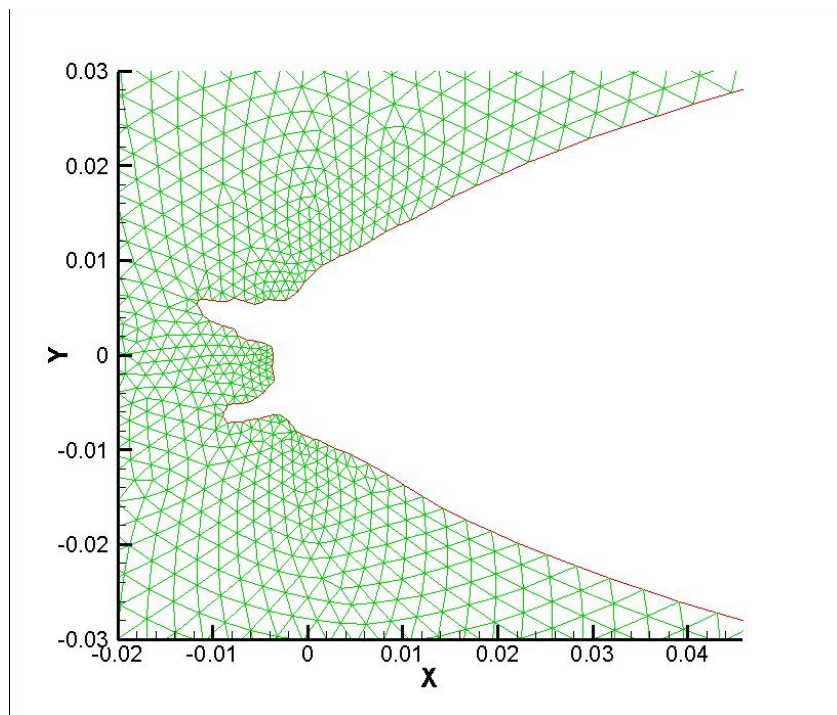


圖 15 Ice2 水平尾翼翼端前緣局部放大圖

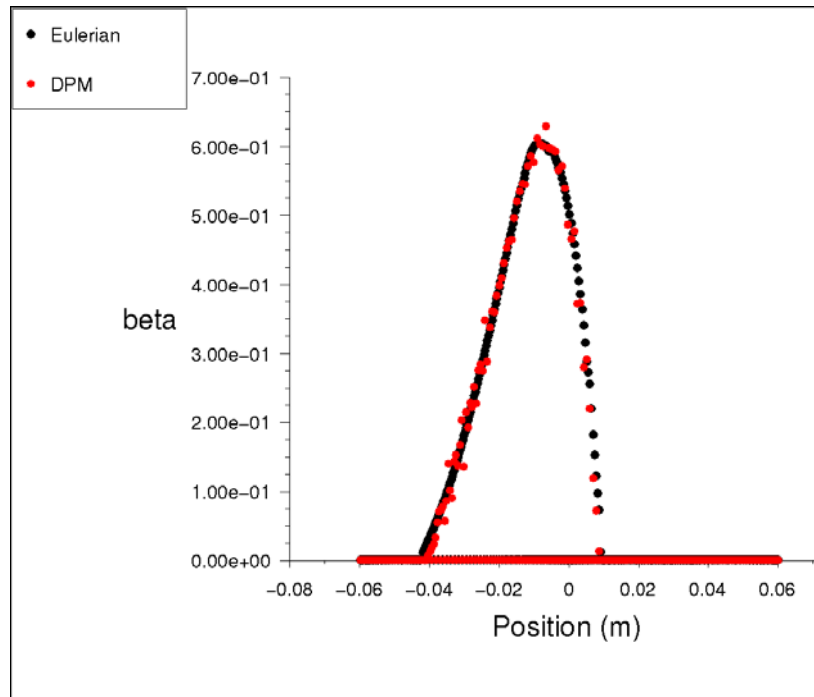


圖 16 二相流架構下收集係數(Collection efficiency) 與翼端前緣關係圖

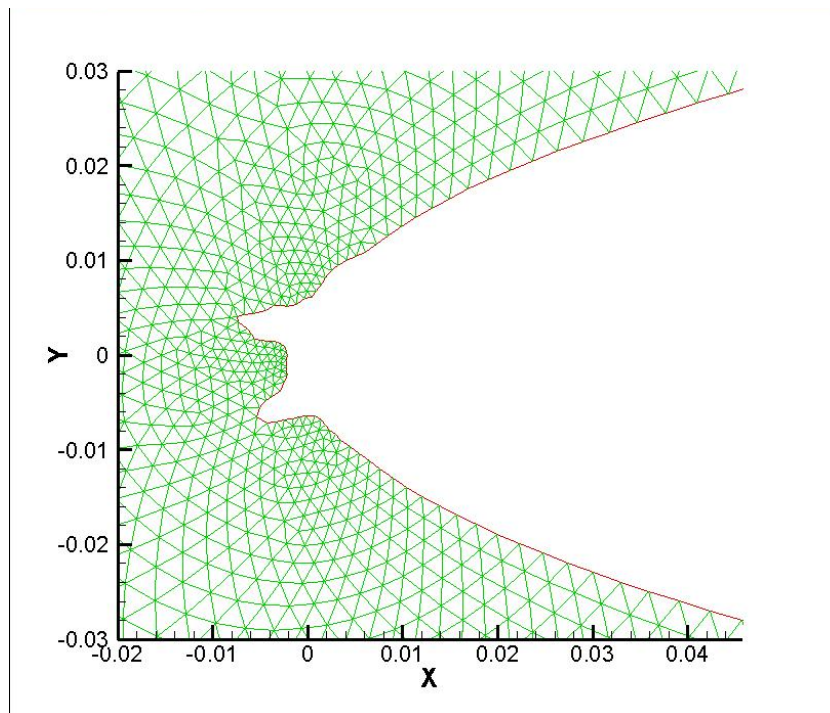


圖 17 Ice3 水平尾翼翼端前緣局部放大圖

根據相同環境下所產生之三種積冰外型與乾淨水平尾翼外型作相互比較，如表 3-5 所示，其中可明顯發現在積冰狀態下升力係數較

乾淨外型小，而阻力係數相對較大，此結果與主翼的情形相符；比較三種外型可發現上下顛倒時所產生的結果最不理想，而加入 Collection Efficiency 後所產生的積冰結果與上下顛倒外型差異不大，反倒是積冰外型劇烈改變對升阻力係數變化的影響最大，如圖 18-20 所示。超過 9 度攻角以後，如同機翼主翼計算結果，升阻係數會因攻角過大產生流場解無法收斂之情形。至於計算俯仰力矩係數部分，一般之力矩參考點為重心，二維外型可忽略平均空氣動力弦(Mean Aerodynamic Chord)，但 ATR-72 為靜態穩定設計外型，重心會在空氣動力中心(Aerodynamic Center)之前，以整架飛機而言，重心位置與空氣動力中心差異不大，此時水平方向力臂為 15.585 公尺，垂直方向力臂為 3.39 公尺，故水平尾翼升阻力對主翼空氣動力中心作用即可得出水平尾翼的力矩係數，如表 6 所示，隨著積冰外型作用造成水平尾翼的力矩係數提高(負值變的更小)，導致飛機有機首向上的俯仰力矩，且攻角越大時變化越大，飛機因而易產生操縱失控而墜毀，如圖 21 所示。

表 3 乾淨水平尾翼和第一組積冰水平尾翼升阻係數及升阻比之比較

	Clean	Ice 1	Clean	Ice 1	Clean	Ice 1
AOA	C_l	C_l	C_d	C_d	C_l/C_d	C_l/C_d
0	8.4586e-04	1.9855e-04	1.3186e-02	1.6205e-02	6.41E-02	1.23E-02
1	1.1834e-01	1.1627e-01	1.3473e-02	1.6591e-02	8.78E+00	7.01E+00
2	2.3579e-01	2.3172e-01	1.4325e-02	1.8015e-02	1.65E+01	1.29E+01
3	3.5256e-01	3.4474e-01	1.5791e-02	2.0628e-02	2.23E+01	1.67E+01
4	4.6831e-01	4.5389e-01	1.7911e-02	2.4356e-02	2.61E+01	1.86E+01
5	5.8269e-01	5.5732e-01	2.0832e-02	2.9278e-02	2.80E+01	1.90E+01
6	6.9454e-01	6.5150e-01	2.4551e-02	3.5473e-02	2.83E+01	1.84E+01
7	8.0296e-01	7.2879e-01	2.9346e-02	4.3268e-02	2.74E+01	1.68E+01
8	9.0511e-01	7.6636e-01	3.5530e-02	5.2922e-02	2.55E+01	1.45E+01
9	9.9578e-01	N/A	4.3533e-02	N/A	2.29E+01	N/A
10	2.3294e-01	N/A	6.1948e-02	N/A	3.76E+00	N/A

表 4 乾淨水平尾翼和第二組積冰水平尾翼升阻係數及升阻比之比較

	Clean	Ice 2	Clean	Ice 2	Clean	Ice 2
AOA	C_l	C_l	C_d	C_d	C_l/C_d	C_l/C_d
0	8.4586e-04	1.1566e-01	1.3186e-02	1.5262e-02	6.41E-02	7.58E+00
1	1.1834e-01	2.3146e-01	1.3473e-02	1.5545e-02	8.78E+00	1.49E+01
2	2.3579e-01	3.4344e-01	1.4325e-02	1.7287e-02	1.65E+01	1.99E+01
3	3.5256e-01	4.4946e-01	1.5791e-02	2.0176e-02	2.23E+01	2.23E+01
4	4.6831e-01	5.6351e-01	1.7911e-02	2.4502e-02	2.61E+01	2.30E+01
5	5.8269e-01	4.9662e-04	2.0832e-02	3.3544e-02	2.80E+01	1.48E-02
6	6.9454e-01	6.2231e-01	2.4551e-02	3.8228e-02	2.83E+01	1.63E+01
7	8.0296e-01	6.7732e-01	2.9346e-02	4.9399e-02	2.74E+01	1.37E+01
8	9.0511e-01	7.1538e-01	3.5530e-02	6.9867e-02	2.55E+01	1.02E+01
9	9.9578e-01	N/A	4.3533e-02	N/A	2.29E+01	N/A
10	2.3294e-01	N/A	6.1948e-02	N/A	3.76E+00	N/A

表 5 乾淨水平尾翼和第三組積冰水平尾翼(考慮 β Efficiency)升阻係數及升阻比之比較

	Clean	Ice 3	Clean	Ice 3	Clean	Ice 3
AOA	C_l	C_l	C_d	C_d	C_l/C_d	C_l/C_d
0	8.4586e-04	2.0295e-05	1.3186e-02	1.2942e-02	6.41E-02	1.57E-03
1	1.1834e-01	1.1818e-01	1.3473e-02	1.3304e-02	8.78E+00	8.88E+00
2	2.3579e-01	2.3447e-01	1.4325e-02	1.4572e-02	1.65E+01	1.61E+01
3	3.5256e-01	3.4905e-01	1.5791e-02	1.7410e-02	2.23E+01	2.00E+01
4	4.6831e-01	4.5898e-01	1.7911e-02	2.1839e-02	2.61E+01	2.10E+01
5	5.8269e-01	5.5758e-01	2.0832e-02	2.8478e-02	2.80E+01	1.96E+01
6	6.9454e-01	6.3916e-01	2.4551e-02	3.8246e-02	2.83E+01	1.67E+01
7	8.0296e-01	7.0516e-01	2.9346e-02	4.8377e-02	2.74E+01	1.46E+01
8	9.0511e-01	7.2247e-01	3.5530e-02	6.8399e-02	2.55E+01	1.06E+01
9	9.9578e-01	N/A	4.3533e-02	N/A	2.29E+01	N/A
10	2.3294e-01	N/A	6.1948e-02	N/A	3.76E+00	N/A

表 6 乾淨水平尾翼和各組積冰水平尾翼力矩係數之比較

	Clean	Ice 1	Ice 2	Ice 3
AOA	Cm	Cm	Cm	Cm
0	3.32E-02	5.22E-02	4.50E-02	4.36E-02
1	-1.56E+00	-1.52E+00	-1.52E+00	-1.56E+00
2	-3.15E+00	-3.09E+00	-3.09E+00	-3.14E+00
3	-4.74E+00	-4.61E+00	-4.60E+00	-4.68E+00
4	-6.30E+00	-6.08E+00	-6.02E+00	-6.16E+00
5	-7.85E+00	-7.47E+00	-7.54E+00	-7.48E+00
6	-9.35E+00	-8.73E+00	-8.32E+00	-8.55E+00
7	-1.08E+01	-9.75E+00	-9.03E+00	-9.42E+00
8	-1.22E+01	-1.02E+01	-9.48E+00	-9.58E+00
9	-1.34E+01	N/A	N/A	N/A

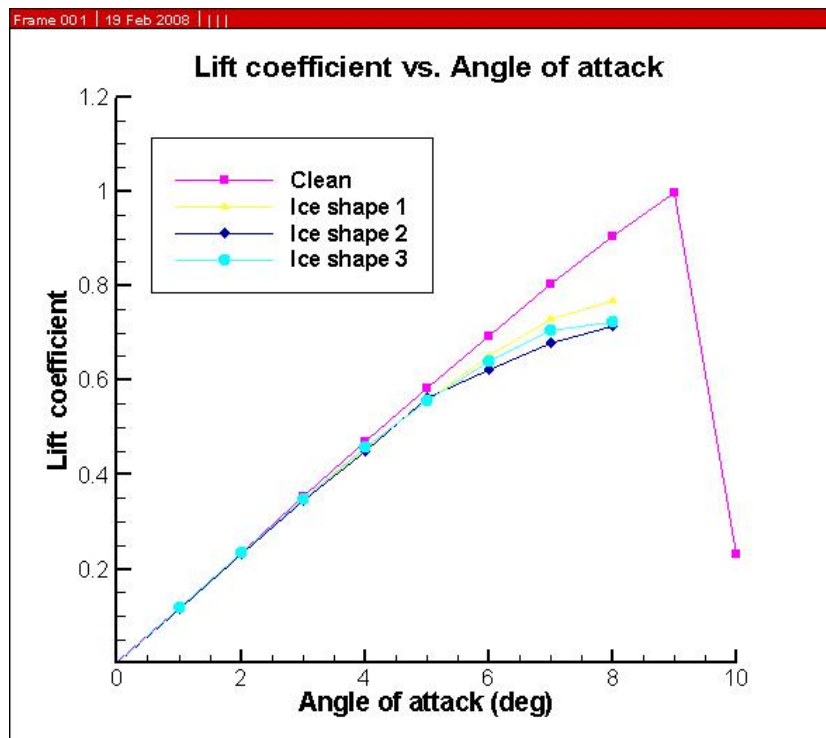


圖 18 攻角對升力係數分佈圖

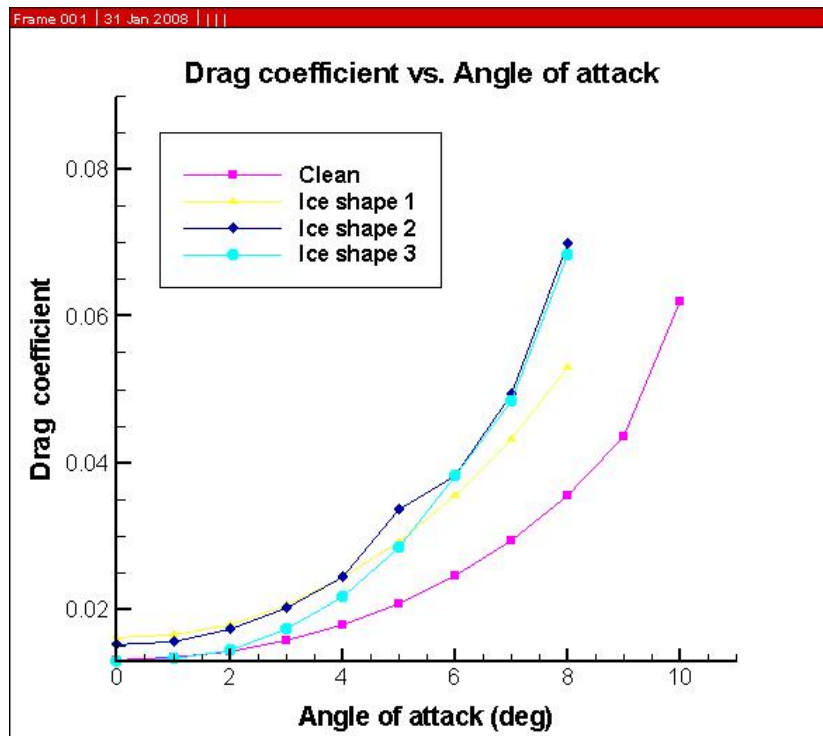


圖 19 攻角對阻力係數分佈圖

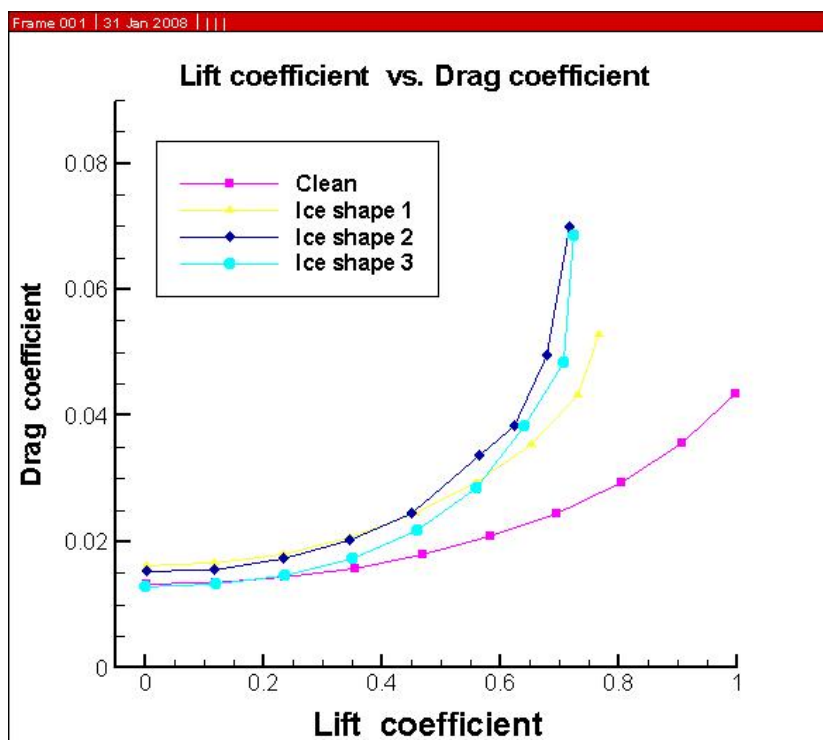


圖 20 升力係數對阻力係數分佈圖

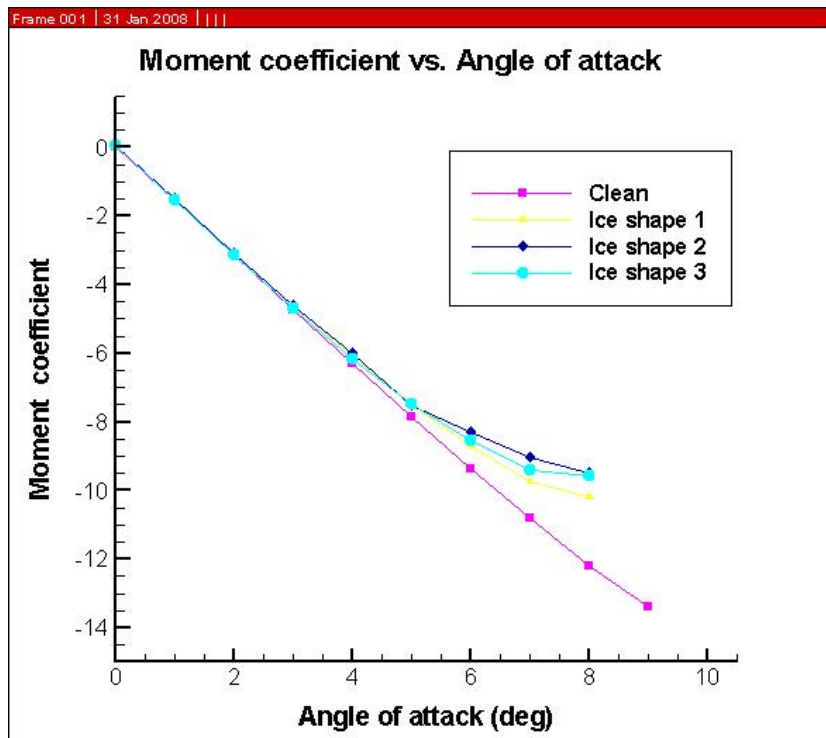


圖 21 攻角對力矩係數分佈圖

此外，亦針對A330-300 機型成功建立其外型資料庫，三維機型外型資料來自國外，但仍缺乏詳細之機翼剖面數據，吾人選用主翼翼剖面為NACA632615 翼剖面，水平及垂直尾翼則為NACA0012 翼剖面，主翼之扭曲角(Twist Angle)忽略不計，並放入DATCOM軟體中，進行三維整機之氣動力係數與穩定導數估算，目前考慮之狀況為負 4 至正 15 度攻角、0.05 至 0.6 馬赫數，可直接算出 C_L 、 C_D 、 C_m 、 $C_{L\alpha}$ 、 $C_{m\alpha}$ 數值，至於 $C_{L\dot{\alpha}}$ 、 $C_{m\dot{\alpha}}$ 則須另行寫軟體計算，結果如圖 22-23 所示，至於 $C_{L\delta_e}$ 、 $C_{m\delta_e}$ (δ_e 為升降舵角度)則必須另外考慮不同角度之升降舵外型，此結果與利用下列方程式計算之結果相當吻合。當馬赫數為 0.25、攻角為 0 度時之全機空氣動力係數與導數值則如表 7 所示，至於 C_{mq} 則仍無法算出

當 i_H 角度為 0 時

$$C_L = C_{L0} + C_{L\alpha} \alpha + C_{L\delta_e} \delta_e$$

$$C_m = C_{m0} + C_{m\alpha} \alpha + C_{m\delta_e} \delta_e$$

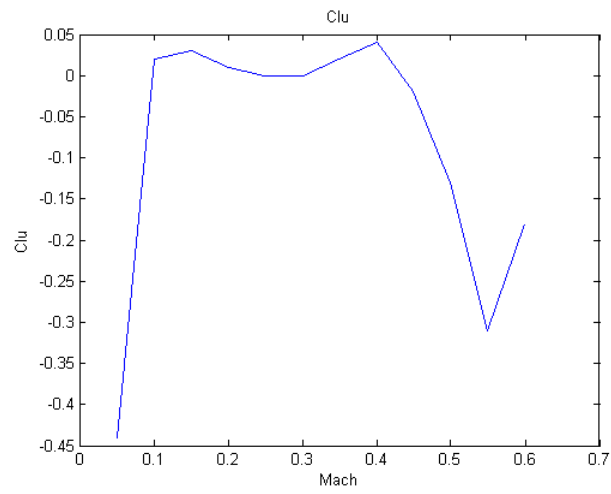


圖 22 A330-300 機型 C_{Lu} 分佈圖

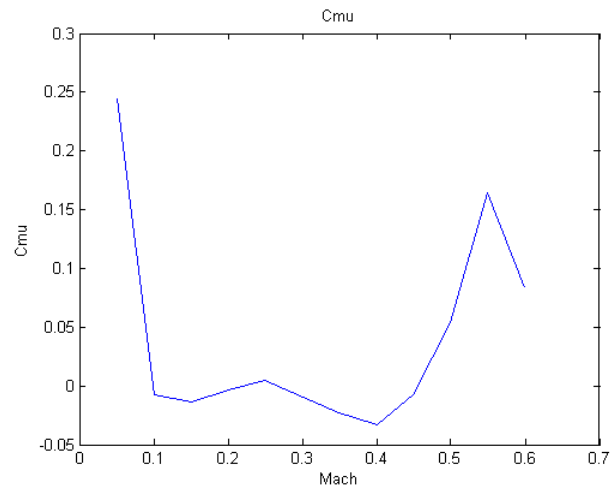


圖 23 A330-300 機型 C_{mu} 分佈圖

表 7 A330-300 機型氣動力係數與穩定導數(Mach=0.25, AOA=0)

C_L	C_D	C_m	C_{L_α}	C_{m_α}	C_{L_u}	C_{m_u}	$C_{L_{\dot{\alpha}}}$	$C_{m_{\dot{\alpha}}}$
0.556	0.031	-0.2622	5.334	-5.596	0	0.005	0.0006	-0.0022

研究所得之結論，敘述如下：

1. 由計算結果可知，飛機只要遭遇積冰，升力係數就會有所衰減，積冰情形越嚴重，升力係數的衰減量就越大。
2. 積冰情況下的升力係數，會隨著攻角增加而增大其衰減的百分比，故飛機攻角越大時升力係數衰減越多；阻力係數則呈現相反走勢。
3. 12 分鐘的積冰外型在進行流場解計算時，超過 8° 攻角即會發生流場解無法收斂的情形，代表該架飛機在當時所遭遇的流場狀況相當複雜。
4. 由水平尾翼的積冰外型可看出，收集係數(Collection Efficiency)是否為 1 對升阻係數之影響反不如積冰形狀之影響大，且積冰的確對整架飛機俯仰力矩有相當程度之影響。
5. 在俯仰力矩方面，假設參考點為機翼主翼之空氣動力中心，因此點與重心位置相距不遠，故造成的誤差應可忽略不計。
6. 由於積冰程式僅可模擬 2-D 之狀態，若要加入側風影響，則需將其與原來流場方向合成。
7. 吾人已可針對 A330-300 機型進行空氣動力係數與穩定導數計算，未來將取得 ATR-72 飛機三維外型數據，放入 DATCOM 設計軟體內，可模擬此飛機在無積冰及有積冰時飛行力學及性能之差異，對失事事件分析將有相當大的助益。

參考文獻

- [1] Tran, P., M. T. Brahimi, and I. Paraschivoiu, “Ice Accretion on Aircraft Wings with Thermodynamic Effects”, *Journal of Aircraft*, Vol. 32, No. 2, pp.444-446, 1994.
- [2] Scavuzzo, R. J., M. L. Chu, and V. Ananthaswamy, “Influence of Aerodynamic Forces in Ice Shedding”, *Journal of Aircraft*, Vol. 31, No. 3, May-June 1994.
- [3] Giuseppe Mingione and Vincenzo Brand, “Ice Accretion Prediction on Multielement Airfoils”, *Journal of Aircraft*, Vol. 35, No. 2, March-April 1998.
- [4] Shin, Jaiwon, Brian Berkowitz, Hsun H. Chen, and Tuncer Cebeci, “Prediction of Ice Shapes and Their Effect on Airfoil Drag”, *Journal of Aircraft*, Vol. 31, No. 2, March-April 1994.
- [5] Shaw, R. J., “NASA’s Aircraft Icing Analysis Program,” NASA TM-88791, Sept. 1987.
- [6] Shaw, R. J., Potapczuk, M. G., and Bidwell, C. S., “Predictions of Airfoil Aerodynamic Performance Degradation Due to Ice,” *Numerical and Physical Aspects of Aerodynamic Flows, IV*, edited by T. Cebeci, Springer-Verlag, Long Beach, CA, 1990.
- [7] Bowyer, A., “Computing Dirichlet Tessellations”, *The Computer Journal*, 24(2): 162-166, 1987.
- [8] Weatherill, N.P., “The Delaunay Triangulation”, In *Advances in Numerical Grid Generation*, Mississippi State University, August Grid Courses 1990.
- [9] Fortune, S., “A Sweep-line Algorithm for Voronoi Diagrams”, *Algorithmica*, pp.153-174, 1987.
- [10] Lohner, R. and Parikh, P., “Generation of Three-Dimensional Unstructured Grids by the Advancing Front Method”, Technical Report AIAA-88-0515, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1988.
- [11] Hirt, C. W., Amsden, A. A. and Cook, J. L., “An Arbitrary Lagrangian-Eulerian Computing Method for All Flow Speeds”, *Journal of Computational Physics*, Vol. 14, pp.227-253, 1974.

- [12] Hwang, Yao-Hsin, "Solution of the Steady Navier-Stokes Equations by the Pressure Correction Method in the ALE Grid", Numerical Heat Transfer, Part B, Vol.23, pp237-255, 1993.
- [13] Baaijens, Frank P. T., "An U-ALE Formulation of 3-D Unsteady Viscoelastic Flow", International Journal for Numerical Methods in Engineering, Vol.36, pp.1115-1143, 1993.
- [14] Takahiro Yamada, "An Arbitrary Lagrangian-Eulerian Finite Element Method for Incompressible Hyperelasticity", Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering 102, pp.149-177, 1993.
- [15] Liu, Wing-Kam, Chang, H., Chen, Jiun-Shyan and Belytschko, Ted, "Arbitrary Lagrangian-Eulerian Petrov-Galerkin Finite Elements for Nonlinear Continuum", Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering 68, pp. 259-310, 1988.
- [16] Field, David A., "Laplacian Smoothing and Delaunay Triangulations", General Motors Research Laboratories Publication, 1988.
- [17] Kennon, Stephen R. and Dale A. Anderson, "Unstructured Grid Adaptation For Non-convex Domain", Proceedings of the Conference on Numerical Grid Generation in CFD, Pineridge Press, 1988.
- [18] Goswami, Avijit and Parpoa, Ijaz H. "Grid Restructuring For Moving Boundary", AIAA Paper No.91-1590, AIAA 29th Aerospace Sciences Meeting, Reno, Nevada, January 1991.
- [19] Fang, Jiunn, "Notebook of Numerical Grid Generation", Edited by Jiunn Fang, 1992.
- [20] 陳世昌, "修正型 Bowyer 網格生成法之複雜外形應用研究", 碩士論文, 淡江航太所, 民國八十七年。
- [21] 王育軒, "二維非結構性動態網格之流場研究", 碩士論文, 淡江機研所, 民國八十四年。
- [22] Lohner. "Adaptive Remeshing for Transient Problems with Moving Bodies", In AIAA/ASME/SIAM/APS 1st National Fluid Dynamics Congress, Cincinnati, Ohio, July 1988. AIAA-88-3736-CP.
- [23] Hoffmann, Klaus A. and Chiang, Steve T. "Computational Fluid Dynamics for Engineers Volume 2", 1993.

- [24] Advisory Group for Aerospace Research & Development, “Experiment Data Base for Computer Program Assessment”. NTSB Report Number-AAR-82-08, Adopted on 08/10/1982. Order NTIS Report Number - PB82-910408. Title: Air Florida, Inc., Boeing 737-222, N62AF, Collision with 14th Street Bridge, near Washington Nat'l Airport, Washington, DC, January 13, 1982.
- [25] Wan, T., T. C. Yuan, and J. J. Lee, “Numerical Prediction of the Airfoil Ice Accretion Growth”, Proceeding of the 23rd ICAS, Toronto, Canada, 2002.
- [26] US Federal Aviation Administration’s Advisory Circular No.00-54, Pilot Windshear Guide”, 1988.
- [27] ICAO, “the use of Computer Simulations and Programs for Flight Simulators to Recreate Aspects of the Aircraft’s Flight Path Which Are of Interest to the Investigation.” ICAO Report CIR 298 AN/172, 4.2.1.4.
- [28] Sehgal, B., Deters, R.W., and Selig, M.S., “Icing Encounter Flight Simulator”, AIAA 2002-0817, AIAA 40th Aerospace Science Meeting and Exhibit, Reno Nevada, January 14-17, 2002.
- [29] USAF, “THE USAF STABILITY AND CONTROL DATCOM”, AFFDL-TR-79-3032, Vol. 1.
- [30] Weng, C. T., Lan, C. E. and Ho, C. S., “Aerodynamic Model Estimation and Analysis for a Jet Transport in a Landing Accident,” AIAA 2003-5699, Austin, TX, 11-14 August 2003.
- [31] Abney E., “High Angle of Attack Aerodynamic Predictions Using Missile Datcom”, 23rd AIAA Applied Aerodynamics Conference, 6-9 June 2005, Toronto, Ontario Canada.
- [32] Chung, J. and Lee, J., Sung, B., Koo, S., “Wind Tunnel Test of an Unmanned Aerial Vehicle (UAV)” KSME International Journal, Journal of Mechanical Science and Technology, pp.776-783, May 2003.
- [33] Szilder, K. and E.P. Lozowski, “Novel Two-Dimensional Modeling Approach for Aircraft Icing”, Journal of Aircraft, pp.854-861, July ~ August 2004.
- [34] Pan, J. and E. Loth, “Reynolds-Averaged Navier-Stokes Simulations

of Airfoils and Wings with Ice Shapes”, Journal of Aircraft, pp.879-891, July ~ August 2004.

- [35] Broeren, A.P. and M.B. Bragg, “Flowfield Measurements about an Airfoil with Leading-Edge Ice Shapes”, Journal of Aircraft, pp.1229-1234, Vol. 43, No.4, 2006.